C-5 Galaxy

Diseñado a tenor de la creciente necesidad estadounidense de un avión logístico capaz de llevar las cargas más pesadas o voluminosas a distancias realmente globales, el Lockheed C-5A Galaxy es un auténtico monstruo volador cuya carrera se ha visto salpicada de escepticismos y suspicacias de todo tipo.

En efecto, muchos observadores, incluido el alcalde de la ciudad en que se construyó, no supieron comprender la necesidad que había del C-5A. Tal necesidad, empero, era obvia: en una época en que Estados Unidos pretendía actuar como policía mundial y enviar sus tropas rápidamente al rincón del mundo en que se produjera una crisis faltaba, sencillamente, el avión adecuado para llevar a cabo semejante tarea. Los aviones existentes eran demasiado lentos, poco voluminosos y con escaso alcance. El propio Lockheed C-141 no podía admitir un carro de combate a través de sus compuertas de carga o llevar pesos equivalentes a grandes distancias. El turbohélice XC-132 había sido abandonado en la década de los cincuenta y, en cualquier caso, los nuevos turbofan de elevada relación de derivación ofrecían ya el alcance del turbohélice con la velocidad del reactor. En 1963, la USAF se puso a estudiar el requerimiento CX-4 para un avión de la categoría de 272 100 kg, pero en 1964 el proyecto se convirtió en el CX-HLS (Carguero Experimental, Sistema Logístico Pesado). Ello se encontraba en la frontera de lo técnicamente posible. Como en el caso del polémico F-111, el alcance era el factor más exigente del requerimiento, en el que se incluía una carga útil de 56 700 kg y la posibilidad de transportarla a una distancia de 12 875 km. Sobre recorridos más cortos el peso a transportar se duplicaba y, además, la USAF estipuló el empleo de pistas de 2 440 m, que podrían encontrarse en el área de combate.

En agosto de 1965, General Electric obtuvo el contrato para desarrollar el motor, derivado del modelo de evaluación GE1/6 pero mejorado para que suministrase un empuje de 18 140 kg. El TF39 resultante fue el primero de una nueva especie de turbofans gigantes de elevada relación de derivación. En octubre de 1965, el contrato para el avión fue concedido a la Lockheed-Georgia Company, cuyos C-130 y C-141 formaban ya el núcleo de la capacidad de transporte aéreo de la USAF. El avión que se encomendó diseñar a Lockheed fue el primero que recibió una designación del nuevo sistema establecido en 1962. Se previó originalmente una flota de 115 aviones para equipar seis escuadrones del Mando de Transporte Aéreo Militar (Military Airlift Command, o MAC) y el primero de ellos, de un pedido preliminar de cinco unidades, salió de la factoría de Marietta el 2 de marzo de 1968.

Pesadas cargas y elevados costes

Muchos rasgos del nuevo C-5 (Lockheed Modelo 500) eran convencionales. El ala, que había sido diseñada bajo intensas presio-

Si bien no ha podido cumplir con todos los exigentes requerimientos de alcance (podría decirse que resulta económicamente imposible), el C-5A Galaxy se ha demostrado un avión muy útil; las flotas por él integradas están en proceso de recibir nuevas alas para aumentar su vida operativa (foto US Air Force).



nes por un grupo de ingenieros apresuradamente coordinados y que provenían prácticamente de las listas del desempleo, tenía un aflechamiento de 25° y un diedro negativo en tierra de 5,5°, slats de envergadura total, flaps Fowler modificados que discurrían sobre seis prominentes guías en cada semiplano, y deflectores aerodinámicos y alerones. La unidad de cola, en forma de T, resultaba inusual por el diedro negativo y la incidencia variable de los estabilizadores. El fuselaje, presurizado a 0,58 kg/cm², presentaba una cubierta principal de 5,79 m de anchura por 36,91 m de longitud, sin contar los 7,3 m de largo de la compuerta trasera de carga, de la misma anchura que el fuselaje, y que podía abrirse en vuelo para el lanzamiento de cargas pesadas con paracaídas. La sección de morro se abría hacia arriba para dar acceso al fuselaje, cuyo volumen alcanzaba una cifra sin precedente alguno: 985,29 m³. La cubierta de vuelo, situada sobre la sección delantera de la cubierta principal, acomodaba cinco tripulantes y hasta un máximo de 15 pasajeros en la sección de popa. Detrás del ala y al mismo nivel se hallaba una segunda cubierta superior, con capacidad para 75 asientos para tropa; en la cubierta principal podían montarse alternativamente 270 asientos. La aviónica comprendía navegación inercial, Madar (sistema de detección, análisis y registro de malfunciones) automático enlazado con unos 800 puntos de comprobación en toda la célula y un radar multimodo Norden que comprendía dos conjuntos independientes en la proa y que trabajaban en la banda de frecuencias J, suministrando datos cartográficos, de precisión, vigilancia aérea, meteorológicos, de seguimiento del terreno y de aproximación radárica para el aterrizaje.

La capacidad total de combustible utilizable era de 185 480 litros, distribuidos en 12 depósitos integrales alares. En la parte superior de la sección delantera del fuselaje se encontraba un receptáculo para sondas de reabastecimiento en vuelo; los motores estaban dotados con sistema de inversión de empuje. Una de las características más inusuales de este avión era el tren de aterrizaje, que distribuía el peso entre 28 ruedas para conseguir la «elevada flotabilidad» necesaria para operaciones desde pistas sin pavimentar. El aterrizador delantero era orientable y contaba con cuatro ruedas, mientras que los aterrizadores principales comprendían dos conjuntos cada uno dotados con seis ruedas por unidad. Estos aterrizadores podían orientarse hasta un máximo de 90° para facilitar la movilidad en tierra y se retraían en unos alojamientos emplazados a los costados del fuselaje presurizado. El diseño original comprendía frenos de berilio, remplazado más tarde por carbono, y capacidad de desinflado de las ruedas en vuelo para adaptar su presión a las características del aeródromo en que se iba a aterrizar.

Los desarrollos en vuelo discurrieron sin problemas, aunque las pruebas de fatiga celebradas en julio de 1969 detectaron prematuros indicios de fallos estructurales en las alas. Otros problemas se registraron en los soportes de los motores, pero las dos cortapisas principales eran la incapacidad del C-5 para cumplir los requerimientos de carga útil/alcance y el incremento de los costes; este último extremo pudo ser disimulado o falsificado durante algún tiempo, pero por fin los detractores del programa hallaron pruebas convincentes al respecto. En noviembre de 1969, la US Air Force respondió con un encargo definitivo de 81 aviones para cuatro escuadrones (en vez de los 115 previstos para seis), aunque los costes, excluidos los de mantenimiento, crecieron de los 3 000 millones de dólares a 5 000 millones, dejando el precio unitario en 60 millones en lugar de los 20 iniciales. La fecha para las últimas entregas se fijó en enero de 1973. Lockheed, por su parte, no consiguió convencer con su propuesta L-500-114MF por un carguero comercial, que habría llevado motores JT9D y mayor peso. En el transcurso del decenio siguiente, Lockheed tanteó el mercado de un posible derivado civil del C-5, pero todo quedó en papel mojado.

Las cargas previstas por el MAC para el C-5 son hoy las siguientes: dos carros de combate M60; un M60 y dos helicópteros Bell UH-1; 16 vehículos de 750 kg; cinco transportes blindados de personal M113, un camión M59 de 2 500 kg y uno M151 de 250 kg; tres helicópteros pesados CH-47 Chinook; diez misiles balísticos Pershing con sus vehículos de apoyo y sistemas de lanzamiento; o 36 bandejas de carga 463L. En el costado de babor del avión hay cuatro puertas de acceso, dos hacia la cubierta principal (comunicada interiormente con la superior) y dos hacia la superior.

En 1969 resultaba ya evidente que los desesperados intentos por satisfacer las demandas de alcance y carga útil habían desembocado en una estructura primaria que, simplemente, no tenía la resistencia adecuada. Aunque se diseñaron refuerzos locales para la caja maestra alar, las prestaciones en vuelo seguían restringidas por el empuje de los motores y la velocidad indicada del aire. Tres de los 53 primeros apartados de serie fueron asignados a programas de evaluación que, tras 18 meses, pusieron de relieve una serie de disfunciones electrónicas y de los controles de vuelo, pero permitieron mejorar las prestaciones en despegue, consiguiéndose un peso máximo de 348 800 kg en vez de los anteriores 346 770 kg. El primer avión entregado a la US Air Force, el 17 de diciembre de 1969, fue el noveno producido y, tras un intenso programa de entrenamiento y transformación, el C-5 alcanzó estado operativo en 1970. El 81.° y último avión de serie salió de factoría en mayo de 1973.

Las unidades receptoras fueron la 60.ª MAW (Military Airlift Wing, o Ala de Transporte Aéreo Militar) de Travis, California, la 436.ª MAW de Dover, Delaware, y la 443.ª MAW de Altus, Oklahoma, todas ellas pertenecientes al MAC. En los tres primeros años de su carrera, el C-5A fue intensamente utilizado en misiones transpacíficas con destino a Vietnam, pero tras 1973 su principal tarea fue la de efectuar vuelos más o menos regulares a instalaciones militares en Europa, como Mildenhall (Gran Bretaña) o Rhein-Main (RFA), y en Asia, como Clark (Filipinas), Kadena (Okinawa) e Hickam (Hawai). Con la creación de la Fuerza de Despliegue Rápido, su destino puede ser ahora cualquier rincón del globo.

No cabe duda que, a pesar de las fuertes críticas, el C-5A se ha demostrado un avión especialmente útil. Sin él, cualquier carro de combate estadounidense que debiese desplegarse en ultramar debería hacerlo por vía marítima. Pero, más importante aún que eso, el C-5A puede transportar cualquier equipo existente en el inventario de cualquier unidad del US Army, el US Marine y la US Air Force con la velocidad del reactor; además si no existiese el C-5A, sería imposible llevar por vía aérea aproximadamente unos 2 000 equipos militares, si bien algunos de ellos tendrían cabida en las versiones de carga del Boeing 747 comercial. Gradualmente, los problemas con la aviónica se fueron solventando, hasta el punto que fueron posibles aterrizajes sin visibilidad en pistas no preparadas; la popularidad del C-5A entre sus tripulaciones comenzó a crecer. El talón de Aquiles, empero, seguía residiendo en la estructura alar: tan grave tornóse este extremo que en 1970 un eminente comité creado expresamente determinó que, en servicio con el MAC, el C-5A no alcanzaría una cuarta parte de su vida operativa prevista, unas 30 000 horas.



El impresionante tamaño del C-5A Galaxy queda de manifiesto en esta foto del prototipo (66-8303) acompañado de su caza de escolta T-33. Este avión estuvo en evaluación entre 1968 y 1970, en que resultó destruido.



Una instantánea de los dos «pesos pesados» del Mando de Transporte Aéreo Militar de la USAF, el C-5A y el C-141A StarLifter; entre estos dos aparatos pueden transportar una carga útil de cerca de 136 100 kg (foto US Air Force).

Perspectivas cambiantes

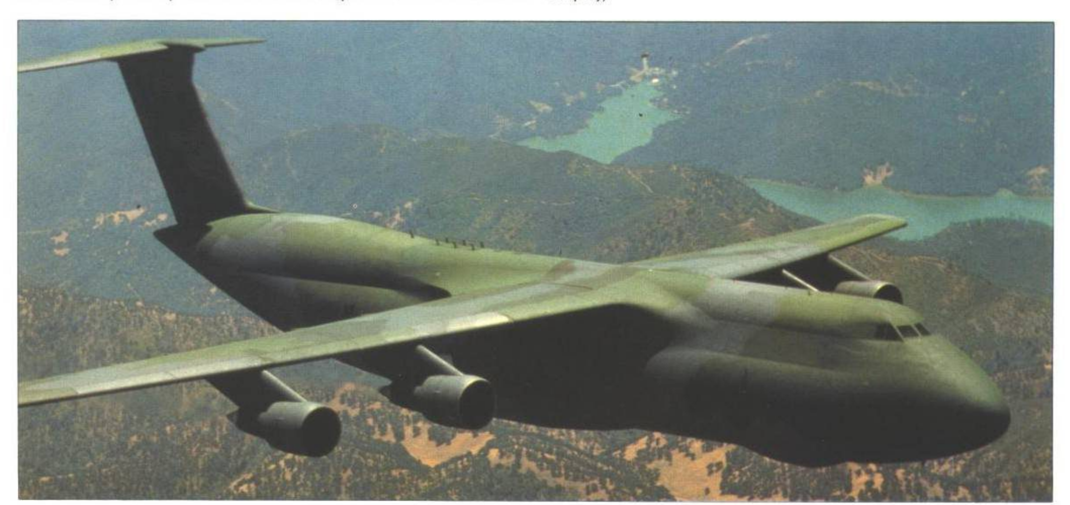
A lo largo de los años setenta se gastaron considerables sumas en programas de refuerzo local que sólo supusieron un incremento general de los costes y retrasaron lo inevitable. En 1977 se admitió que los 77 aviones supervivientes debían ser dotados con alas nuevas, operación cuyo monte ascendía a 1 500 millones de dólares. En 1978, Lockheed recibió un contrato para diseñar y construir dos juegos nuevos de alas, en las que debía emplear en lo posible las superficies de mando ya existentes pero introduciendo una nueva estructura básica. El grosor del material ahora utilizado redujo la fatiga, mientras que el empleo casi generalizado de la aleación de aluminio 7175-T73511 incrementó sensiblemente la resistencia a la corrosión. Una de las alas fue sometida a pruebas estáticas y de fatiga, mientras que la otra fue probada en vuelo por un C-5A en 1980, devuelto al MAC en 1981. En enero de ese año, Lockheed recibió su primer contrato, por un total de 178 millones de dólares, para iniciar la producción en serie de la nueva ala. Ésta será instalada en los restantes 76 aviones en servicio, concluyendo el plazo de entrega de los aparatos remozados a finales de 1984. Está previsto que este oneroso programa de puesta al día elimine todas las restricciones en cuanto a prestaciones en vuelo y permita que se alcancen los límites previstos en lo tocante a fatiga estructural.

En el decenio de los setenta Lockheed sometió a consideración de la USAF varias propuestas por versiones mejoradas del C-5, girando todas ellas en torno a las características de los motores CF6 y JT9D, mucho más potentes que el TF39. Todas estas sugerencias chocaron inevitablemente con la mala prensa engendrada por el programa original C-5A. Ello, visto de forma retrospectiva, resulta lamentable, pues se perdió una excelente oportunidad de dotar a la US Air Force con un avión mejor que el C-5A y unos costes más bajos, que ahora no podrían ni soñarse debido al nivel de la inflación. Una de las razones que influyeron negativamente fue la atención desmedida polarizada en torno de los avanzados transportes STOL destinados a remplazar al C-130, principalmente los Boeing YC-14 y McDonnell Douglas YC-15. Finalmente, estas dos propuestas se estancaron y, en octubre de 1980, se emitieron solicitudes de propuestas para un programa nuevo, el del C-X. Debía tratarse de un avión mayor que el C-5A, capaz de acomodar cargas de mayor volumen y difícil transporte. En realidad, el C-X tomaba como referencia la obtención de un alcance más viable, unos 4 450 km con máxima carga útil, y la posesión de mejores prestaciones en operación sobre aeródromos cortos o poco preparados. El programa C-X fue asignado finalmente a la propuesta C-17 de McDonnell Douglas, propulsada inicialmente por cuatro turbofan PW2037.

Al poco tiempo de haberse confirmado la elección, el Departamento de Defensa declaró, el 26 de enero de 1982, la cancelación del proyecto C-17 y su sustitución por la compra de un C-5 mejorado, que en 1981 había sido ya designado C-5N pero al que la US Air Force catalogó definitivamente como C-5B. Inmediatamente se produjo un gran revuelo en el Congreso mientras que la US Air Force se esforzaba por que se mantuviese el programa del C-17, aunque forzando los calendarios a fin de permitir que el C-17 comenzara a alistarse en el MAC en 1989, al mismo tiempo que el último C-5B. En 1984 el futuro está aún por resolver.

Mientras que el programa C-17 contempla la construcción de 144 aviones, las cifras del C-5B son de 50 ejemplares, por un monto global de 4 600 millones de dólares. Incluidos los repuestos y futuros trabajos de mantenimiento, el coste se dispara a 8 000 millones, dando un precio unitario de 160 millones de dólares. Todavía no han salido a la luz pública datos técnicos completos sobre el C-5B, pero parece ser que sus motores serán TF39-GE-1C dotados con características de la serie CF6-80. La célula y los sistemas estarán puestos al día y sólo tendrán un lógico, aunque ligero, parecido de familia con el C-5A (la distribución de las cubiertas, por ejemplo). En cuanto a dimensiones, el C-5B será prácticamente idéntico al C-5A, pero será capaz de despegar con mayores pesos, probablemente del orden de los 430 900 kg, es decir, mayor que el de cualquier otro avión a excepción del monstruo soviético Antonov An-400. Sin embargo, sus prestaciones referentes a alcance y carga útil siguen aún por debajo de las ilusorias especificaciones del re-

En 1983 los Galaxy adoptaron el esquema de camuflaje «Euro-One», consistente en tres tonos de verde y un gris oscuro, con los emblemas nacionales y las insignias tácticas en negro. La aplicación de esta librea en el Galaxy refleja su condición de operar desde aeródromos en primera línea de fuego (foto Lockheed California Company).





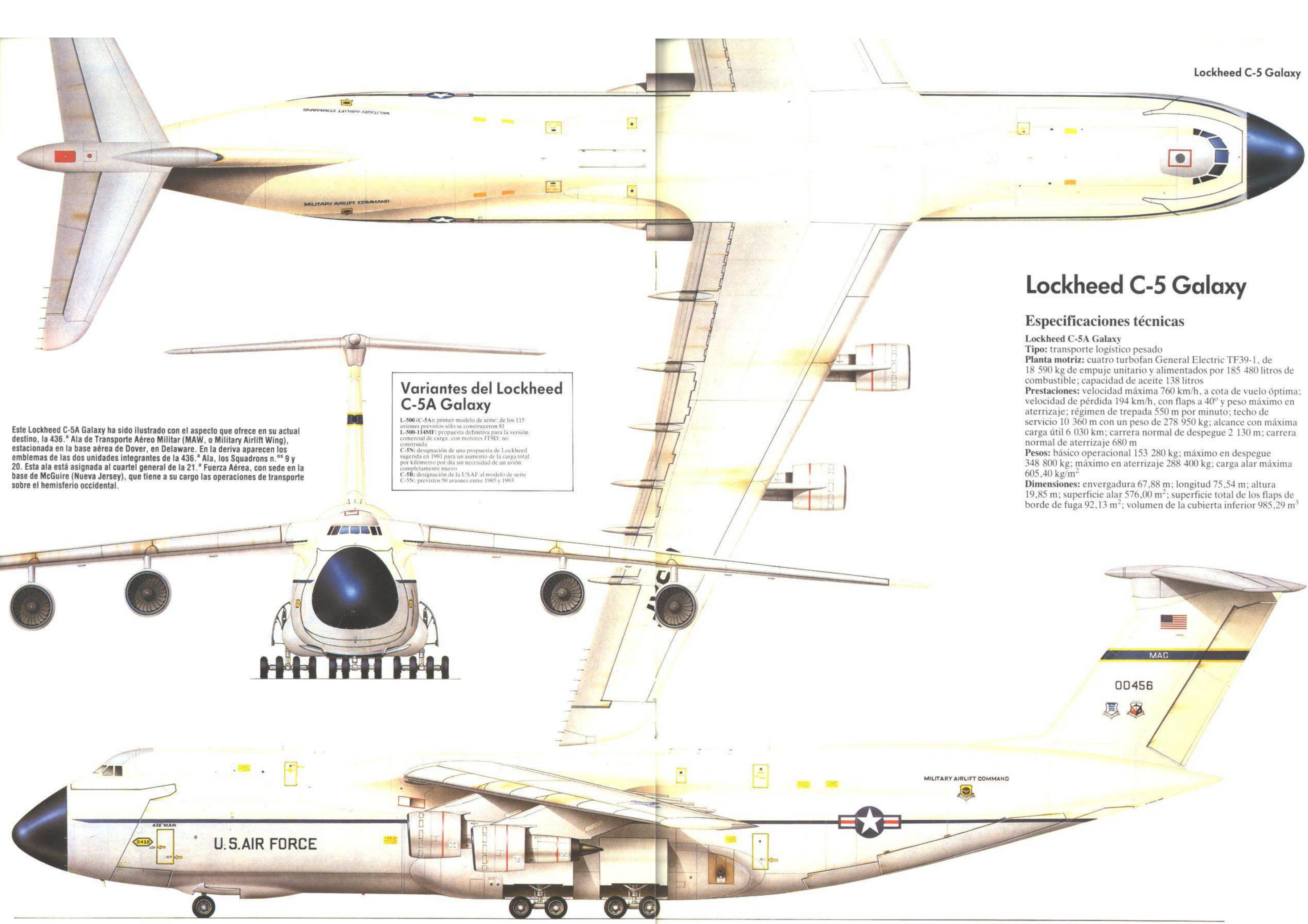
Debido a sus obligaciones logísticas en todo el orbe, la flexibilidad operativa de la fuerza de transporte de la USAF es una de sus características principales. Aviones cisterna como el KC-10A Extender permiten al Galaxy cumplir con sus cometidos de abastecimiento y transporte a larga distancia (foto US Air Force).

querimiento CX-HLS. En enero de 1982, se decidió que la carga útil máxima para un factor de carga de 2,2 g fuese de 136 530 kg. Los alcances operativos se han cifrado inicialmente en 4 450 km con una carga útil de 122 900 kg y en 8 150 km con 78 000 kg. Estas cifras son sólo ligeramente superiores a las de las prestaciones previstas del C-5A; sin embargo, en este caso se tiene la certeza respecto a la consecución de los niveles especificados, restringiéndose el riesgo de falla estructural al de los pesos operativos del C-5A.

Lockheed asegura que podrá entregar los primeros C-5B al cabo de 37 meses de recibir la orden de puesta en marcha de la producción en serie.

Corte esquemático del Lockheed C-5B Galaxy

1 Radomo
2 Antena radar multimodo presentación meteorológica en color
3 Mamparo soporte radar
4 Sección delantera en compuesto Kevlar
5 Mamparo delantero presurización
6 Antena mantenimiento posición
7 Antena Doppler
8 Plataforma inercial
9 Visor proa, abierto
10 Estructura sección proa
11 Guía visor proa
12 Paneles mandos superiores
13 Paneles parabrisas
14 Dorso panel instrumentos
15 Limpiaparabrisas
16 Estructura sección delantera cabina
17 Pedales timón dirección
18 Motor accionamiento hidráulico visor proa
19 Placas extensibles
20 Extensión rampa delantera carga
21 Rampa delantera carga
22 Piso cabina
23 Ventanilla lateral visión directa
24 Asiento comandante
25 Asiento segundo
26 Asiento observador
27 Estación ingeniero vuelo
28 Paneles circuitos
29 Asiento navegante (sólo en misiones especiales)
30 Estiba efectos personales tripulación
31 Articulación visor proa
32 Acceso cabina de vuelo
33 Escalerilla plegable acceso cabina vuelo
34 Puerta delantera acceso
35 Escalerilla escamoteable
36 Aterrizador delantero; cuatro ruedas
37 Compuertas aterrizador delantero
38 Martinetes hidráulicos orientación
39 Fijación articulación aterrizador
40 Alojamiento aterrizador delantero
41 Conducto aire acondicionado cubierta inferior
42 Cubierta carga
43 Piso cubierta superior
44 Equipo aviónica
45 Panel escape
46 Antena IFF
47 Antena UHF
48 Zona descanso tripulación; seis literas
49 Compartimiento equipaje tripulación
50 Antena TACAN
51 Antena UHF
52 Guardarropa
53 Lavabo
54 Asientos descanso tripulación
55 Mesa plegable
56 Puerta servicio/salida emergencia
57 Asientos opcionales cubierta inferior: 270 en filas de 10
58 Luz inspección alar
59 Viguetas piso
60 Conducto recirculación aire
61 Pasadera lateral cubierta carga
62 Estructura sección inferior fuselaje
63 Estructura raíz alar
64 Estiba equipo emergencia
65 Compartimiento equipajes
66 Eyector automático bote salvavidas
67 Panel escape
68 Cocina estribor
69 Baliza anticolisión
70 Compartimiento ordinario: ocho asientos
71 Equipo distribución potencia
72 Mamparo trasero cabina delantera
73 Guardarropa
74 Compartimiento equipajes
75 Equipo eléctrico
76 Escape intercambiador térmico
77 Cuaderna maestra fuselaje de fijación larguero alar
78 Soplante refrigeración en tierra
79 Admisión sistema aire
80 Unidad acondicionadora aire
81 Unidad distribución aire acondicionado
82 Luz superior fuselaje
83 Estructura sección central alar
84 Junta paneles alares
85 Depósitos combustibles sección interna alar
86 Conductos sistema combustible
87 Eje accionamiento slats borde ataque
88 Martinetes sin fin slats
89 Sellado interior bajo slats
90 Secciones internas slats, bajadas
91 Góndolas motores estribor
92 Soportes góndolas
93 Secciones externas slats, bajadas
94 Depósitos combustible sección externa alar; capacidad total del sistema 192 490 litros
95 Depósito de rebose
96 Carenado borde marginal
97 Masa balance alerón
98 Luz navegación estribor
99 Descargas estáticas
100 Alerón estribor
101 Actuadores hidráulicos alerón
102 Deflectores externos, abiertos
103 Purga combustible
104 Flaps ranurados tipo Fowler externos, bajados
105 Secciones internas flaps
106 Carenados guías flaps
107 Deflectores internos
108 Guías flaps
109 Martinetes sin fin flaps
110 Eje accionamiento flaps
111 Conducto distribución sistema aire
112 Motor accionamiento hidráulico flap central
113 Botellas nitrógeno presurizado (dos)
114 Mamparo delantero cabina trasera
115 Aseos (dos)
116 Antenas D/F
117 Asientos tropa en cabina trasera superior (76 en filas de 6)
118 Cuadernas borde fuga raíz alar
119 Salidas emergencia, en babor y estribor
120 Borde fuga raíz alar
121 Estructura sección superior fuselaje (cuadernas y larguerillos)
122 Antenas sensoras ADF
123 Estiba sistema escape
124 Antena VHF
125 Estiba bote salvavidas
126 Puertas servicio salidas emergencia, babor y estribor
127 Escalerilla comunicación cubiertas
128 Estiba escalerilla exterior
129 Cubierta trasera superior
130 Cocina
131 Guardarropa
132 Escotilla acceso a sección no presurizada
133 Mamparo trasero presurización
134 Revestimiento fuselaje (cuadernas y larguerillos)
135 Estructura sección trasera fuselaje
136 Martinetes sin fin compuertas carga
137 Cubierta servicio sección trasera fuselaje
138 Escalerilla servicio
139 Transceptor HF
140 Antena enrasada HF
141 Larguero delantero deriva
142 Baliza y antenas encuentro y posición; babor y estribor
143 Escalerilla interior acceso sección cola
144 Costillas deriva
145 Antena VOR
146 Compensador cabeceo estabilizadores
147 Carenado inferior estabilizadores
148 Carenado frontal deriva/estabilizadores
149 Estabilizador estribor
150 Paneles acceso estructura estabilizadores
151 Descargas estáticas
152 Timones de profundidad de dos componentes
153 Articulación estabilizadores
154 Registro acceso
155 Baliza anticolisión
156 Registradora datos aéreos/accidentes
157 Luces navegación cola
158 Costillas timón profundidad
159 Actuadores hidráulicos timón profundidad
160 Estructura estabilizador babor
161 Timón dirección en dos secciones
162 Estructura timón dirección
163 Actuadores hidráulicos timón dirección
164 Larguero trasero deriva
165 Junta fijación deriva al fuselaje
166 Cono de cola
167 Radomo trasero
168 Antena mantenimiento posición y su transmisor
169 Acceso cono cola
170 Cuadernas maestras fuselaje fijación deriva
171 Compuerta central carga, abierta
172 Guía compuerta carga
173 Compuerta carga babor, abierta
174 Actuadores hidráulicos compuerta
175 Estructura alveolar compuerta
176 Paneles extensión rampa carga
177 Extensión rampa trasera carga/mamparo presurización
178 Posición cerrada extensión rampa
179 Actuador hidráulico rampa
180 Rampa trasera de carga
181 Torno arrastre cargas rampa trasera
182 Escalerilla plegable acceso cubierta superior
183 Cubierta inferior carga
184 Rodamientos guía carga
185 Puerta trasera acceso personal
186 Bandejas carga
187 Carenado caudal alojamiento aterrizador babor
188 Escape gases APU
189 Unidad auxiliar potencia (APU), en babor y estribor
190 Registro servicio APU
191 Cuadernas maestras soporte aterrizador
192 Costillas borde fuga alar
193 Larguero trasero
194 Revestimiento alar
195 Aterrizador trasero babor: seis ruedas
196 Martinetes hidráulicos deflectores
197 Deflectores internos
198 Secciones internas flaps babor, bajadas
199 Estructura flap
200 Deflectores externos
201 Estructura alveolar deflectores
202 Secciones externas flaps, bajadas
203 Purga combustible babor
204 Estructura alerón
205 Alerón babor
206 Descargas estáticas
207 Luz retráctil
208 Transmisor compás remoto
209 Revestimientos alveolares borde marginal
210 Masa balance alerón
211 Luz navegación babor
212 Secciones externas slats babor, abiertas
213 Depósito de rebose
214 Estructura sección externa alar
215 Revestimiento alveolar borde de ataque alar
216 Estructura slat
217 Guías slat
218 Depósito integral combustible en sección externa alar
219 Alojamiento bomba combustible
220 Costilla soporte motor externo babor
221 Extintores
222 Estructura soporte góndola
223 Tobera
224 Escape gases calientes
225 Turbofan General Electric TF39-GE-1C
226 Depósito aceite
227 Equipo accesorio motor
228 Escape aire frío derivación
229 Etapas compresión
230 Conductos aire deshielo toma de aire
231 Secciones intermedias slat
232 Conducto aire deshielo slat
233 Martinetes sin fin slat
234 Conducto purga aire motor
235 Larguero delantero
236 Junta sección externa alar
237 Fijación soporte góndola motriz
238 Costilla soporte góndola motriz
239 Estructura sección interna alar
240 Depósitos sección interna alar
241 Fijación aterrizador babor
242 Mecanismo orientación aterrizador
243 Motor hidráulico retracción
244 Aterrizador delantero babor; seis ruedas
245 Compuertas aterrizador
246 Luces carreteo y aterrizaje
247 Conexiones repostaje combustible a presión
248 Panel servicio sistema hidráulico, en babor y estribor
249 Secciones internas slat, abiertas
250 Carenado delantero alojamiento aterrizador babor
251 Turbina presión dinámica emergencia, abierta
252 Soporte góndola motor interno
253 Cascadas inversor empuje
254 Capó desplazable inversor empuje
255 Martinetes sin fin capó inversor
256 Paneles desmontables capó motor
257 Compuertas auxiliares admisión adicional aire, abiertas
258 Tomas de aire del motor



Este Lockheed C-5A Galaxy ha sido ilustrado con el aspecto que ofrece en su actual destino, la 436.ª Ala de Transporte Aéreo Militar (MAW, o Military Airlift Wing), estacionada en la base aérea de Dover, en Delaware. En la deriva aparecen los emblemas de las dos unidades integrantes de la 436.ª Ala, los Squadrons n.os 9 y 20. Esta ala está asignada al cuartel general de la 21.ª Fuerza Aérea, con sede en la base de McGuire (Nueva Jersey), que tiene a su cargo las operaciones de transporte sobre el hemisferio occidental.

Variantes del Lockheed C-5A Galaxy

L-500 (C-5A): primer modelo de serie; de los 115 aviones previstos sólo se construyeron 81
L-500-114MF: propuesta definitiva para la versión comercial de carga, con motores JT9D; no construida
C-5N: designación de una propuesta de Lockheed sugerida en 1981 para un aumento de la carga total por kilómetro por día sin necesidad de un avión completamente nuevo
C-5B: designación de la USAF al modelo de serie C-5N; previstos 50 aviones entre 1985 y 1993

Lockheed C-5 Galaxy

Especificaciones técnicas

Lockheed C-5A Galaxy
Tipo: transporte logístico pesado
Planta motriz: cuatro turbofan General Electric TF39-1, de 18 590 kg de empuje unitario y alimentados por 185 480 litros de combustible; capacidad de aceite 138 litros
Prestaciones: velocidad máxima 760 km/h, a cota de vuelo óptima; velocidad de pérdida 194 km/h, con flaps a 40º y peso máximo en aterrizaje; régimen de trepada 550 m por minuto; techo de servicio 10 360 m con un peso de 278 950 kg; alcance con máxima carga útil 6 030 km; carrera normal de despegue 2 130 m; carrera normal de aterrizaje 680 m
Pesos: básico operacional 153 280 kg; máximo en despegue 348 800 kg; máximo en aterrizaje 288 400 kg; carga alar máxima 605,40 kg/m^2
Dimensiones: envergadura 67,88 m; longitud 75,54 m; altura 19,85 m; superficie alar 576,00 m^2; superficie total de los flaps de borde de fuga 92,13 m^2; volumen de la cubierta inferior 985,29 m^3